

Performanse lakog zrakoplova s električnim pogonom

Gruić, Nikola

Undergraduate thesis / Završni rad

2023

Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj: **University of Zagreb, Faculty of Transport and Traffic Sciences / Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti**

Permanent link / Trajna poveznica: <https://um.nsk.hr/um:nbn:hr:119:353412>

Rights / Prava: [In copyright](#)/[Zaštićeno autorskim pravom.](#)

Download date / Datum preuzimanja: **2024-12-02**



Repository / Repozitorij:

[Faculty of Transport and Traffic Sciences -
Institutional Repository](#)



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Nikola Gruić

PERFORMANSE LAKOG ZRAKOPLOVA S ELEKTRIČNIM POGONOM

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2023.

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

**PERFORMANSE LAKOG ZRAKOPLOVA S ELEKTRIČNIM POGONOM
PERFORMANCE OF A LIGHT AIRCRAFT WITH ELECTRIC
POWERPLANT**

Mentorica:

doc. dr. sc. Karolina Krajček Nikolić

Student: Nikola Gruić

JMBAG: 0135256119

Zagreb, rujan 2023.

Zagreb, 16. lipnja 2023.

Zavod: **Zavod za aeronautiku**
Predmet: **Teorija leta II**

ZAVRŠNI ZADATAK br. 7381

Pristupnik: **Nikola Gruić (0135256119)**
Studij: **Aeronautika**
Smjer: **Kontrola leta**

Zadatak: **Performanse lakog zrakoplova s električnim pogonom**

Opis zadatka:

U radu je potrebno prikazati trendove razvoja električnih zrakoplova. Na primjeru lakog zrakoplova potrebno je opisati značajke električnog pogona, te izračunati performanse. Dobivene rezultate potrebno je usporediti s podacima iz POH priručnika, te komentirati eventualne razlike i dati zaključke.

Mentor:



doc. dr. sc. Karolina Krajček Nikolić

Predsjednik povjerenstva za
završni ispit:

SAŽETAK

U ovom radu analiziraju se performanse lakog zrakoplova na električni pogon. Performanse svakog zrakoplova su izrazito važne za planiranje leta. U samom početku rada je navedena kratka kronologija lakih zrakoplova na električni pogon. Nadalje su opisane ključne značajke električnog zrakoplova. Spomenuti su određeni tipovi baterija koji se koriste u zrakoplovstvu. Opisan je proces izračuna istrajnosti i doleta električnog zrakoplova, pritom uračunavajući kapacitet baterije umjesto goriva kao pogona. Napravljen je proračun doleta i istrajnosti Velis Electro zrakoplova te uspoređen s vrijednostima iz POH-a. Grafikoni doleta i istrajnosti su napravljeni u programu Python.

Ključne riječi: Velis electro, Dolet, Istrajnost, Minimalna potrebna snaga

ABSTRACT

This work is based on analyzing the performance of a light aircraft with electric thrust. The performance of each aircraft is very important for flight planning. At the very beginning of the work, a short chronology of a light aircraft with electric power plant is presented. The key features of the electric aircraft are further described. Certain types of batteries used in aviation are described. The process of calculating the endurance and range of an electric aircraft is described taking into account the capacity of the battery instead of fuel as a power source. The calculation of the range and endurance of the Velis Electro aircraft was made and compared with the values from the POH. Range and endurance graphs were made in Python.

Key words: Velis electro, Range, Endurance, Minimum power required,

Sadržaj

1. UVOD	1
2. POVIJEST RAZVOJA ELEKTRIČNIH ZRAKOPLOVA	2
3. KLASIFIKACIJA ELEKTRIČNIH ZRAKOPLOVA	5
3.1 TURBO ELEKTRIČNA KONFIGURACIJA	5
3.2 HIBRIDNO ELEKTRIČNA KONFIGURACIJA.....	5
3.2.1 SERIJSKA HIBRIDNA KONFIGURACIJA	6
3.2.2 PARALELNA HIBRIDNA KONFIGURACIJA	6
3.3 ELEKTRIČNI ZRAKOPLOVI	7
4. ZNAČAJKE ELEKTRIČNIH ZRAKOPLOVA	8
4.1 EKOLOŠKI ASPEKT	8
4.2 ISKORISTIVOST ELEKTRIČNOG MOTORA	8
4.3 SNAGA ELEKTRIČNOG MOTORA	9
4.4 ODRŽAVANJE ELEKTRIČNOG MOTORA	10
5. BATERIJE	11
5.1 LITIJ-ION BATERIJA	11
5.2 NIKAL KADMIJ BATERIJA.....	12
5.3 OLOVNA BATERIJA	13
5.4 GORIVNI ČLANCI.....	13
6. ELEKTRIČNI MOTOR	14
6.1 DC ELEKTRIČNI MOTOR	14
6.2 AC ELEKTRIČNI MOTOR	15
6.2.1 JEDNOFAZNI AC MOTOR.....	16
6.2.2 DVOFAZNI AC MOTOR	16
6.2.3 TROFAZNI AC MOTOR.....	17
7. PERFORMANSE MALOG ZRAKOPLOVA	18
7.1 PROPELER	18
7.2 ELEKTRIČNI MOTOR	19
7.3 BATERIJA.....	19
8. PRORAČUN PERFORMASI ZADANOG ZRAKOPLOVA	20
8.1 ISTRAJNOST ELEKTRIČNOG ZRAKOPLOVA	21
8.2 ANALIZA PRORAČUNA ZA ISTRAJNOST.....	26
8.3 MINIMALNA POTREBNA SNAGA	26
8.4 DOLET ELEKTRIČNOG ZRAKOPLOVA.....	28

8.5	ANALIZA PRORAČUNA ZA DOLET	30
8.6	MINIMALNA POTREBNA SILA.....	30
9.	ZAKLJUČAK.....	32
	POPIS SLIKA	35
	POPIS GRAFOVA	35
	POPIS TABLICA.....	36

1. UVOD

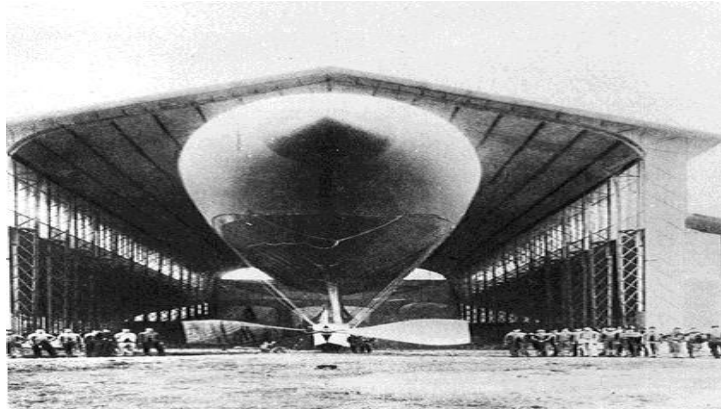
S energetskeg stajališta, u zrakoplovstvu prevladavaju tekuća fosilna goriva. Međutim poznato je da su fosilna goriva neobnovljivi izvori energije. Njihovo skladištenje je ugodno, lako su bila dostupna kroz povijest i po jedinici težine pohranjuju veliku količinu energije što je važna karakteristika kada se govori o skladištenju energije za let. Međutim, fosilna goriva su neobnovljiva i sudeći prema ekonomskim predviđanjima doći će do rasta cijena što navodi cjelokupnu industriju koja se njima pokreće, a tako i zrakoplovnu da se okrene drugim izvorima energije. Osim navedenog financijskog postoji i ekološki aspekt prelaska s fosilnih goriva na električnu energiju, a to je smanjenje emisije CO₂ plinova. Prema procjenama emisija CO₂ od zračnog prometa iznosi samo 2.7 % ukupne emisije uzrokovane čovjekom. Međutim zrakoplovi imaju indirektan učinak na globalno zatopljenje stvaranjem kondenzacijskih tragova te osim toga procjenjuje se da izgaranjem motora nastaju slobodni dušikovi radikali koji štetno utječu na zdravlje ljudi i životinja. Svi navedeni razlozi upućuju na zaokretanje prema proizvodnji i dizajnu zrakoplova s električnim pogonom.

U nastavku rada, analiziraju se značajke električnih motora i načini na koji oni mogu biti opskrbljeni sa strujom. Uz značajke električnog pogona analiziraju se njihovi utjecaji na okoliš. Opisane su ključne komponente danog zrakoplova koje ga ističu od konvencionalnih. Za potrebu analize, proračunat će se dijagram istrajnosti i doleta prvog certificiranog električnog zrakoplova Pipistrel Velis Electro. Na kraju rada ukratko je opisan utjecaj potrebne snage zrakoplova promjenom visine.

Rad se sastoji od 8 poglavlja. Nakon uvoda, u drugom poglavlju je kratko opisana kronologija novije povijesti proizvodnje lakih električnih zrakoplova. U trećem poglavlju su opisani trendovi razvoja električnog zrakoplova. U četvrtom poglavlju su opisane značajnije značajke električnog pogona. U petom poglavlju ovog rada su navedeni načini spremišta energija kod električnih zrakoplova. U šestom poglavlju su opisane dvije glavne podjele električnih motora. U sedmom poglavlju opisan će se karakteristike pogonskog sustava zrakoplova Pipistrel Velis Electro. Osmo poglavlje prikazuje analizu danih i izračunatih vrijednosti istrajnosti i doleta za zadani zrakoplov.

2. POVIJEST RAZVOJA ELEKTRIČNIH ZRAKOPLOVA

Prvi put u povijesti, kontrolirani slobodni let dogodio se u Francuskoj 1884. godine. Letjelica pod imenom *La France*, dugačka 52 metra letjela je 4 nautičke milje i uspješno sletjela na mjesto polaska što je istovremeno označilo ovaj let kao prvo kružno putovanje. Glavna zanimljivost ove letjelice je njen pogon 435 kilograma teška baterija s cink-klor elektrodama. Kreator letjelice Charles Renard, smatrao je kako je samo pitanje vremena i novaca kada će električna energija postati glavni način pogona u zrakoplovstvu. U današnje vrijeme, 130 godina kasnije od prvog leta, interes za let na električni pogon raste s ekonomskog, energetskog i ekološkog stajališta [1].



Slika 1. *La France* [1]

Prvi električna jedrilica Silent Club napravljena je u komercijalne svrhe 1997. godine u Njemačkoj. Pokretana je snagom elektromotora od 13 kW i imala je sposobnost dostizanja visine od 2300 ft (700 m). Zbog svojih izvrsnih aerodinamičkih sposobnosti nije zahtijevala bateriju velike snage pa je zbog toga imala kapacitet baterije od 1.4 kWh, težine 40 kg. Međutim ova jedrilica nije certificirana te nije doživjela svoj uspjeh [2].



Slika 2. Letjelica *Silent club* [2]

Lange aviation je razvio jedrilicu Antares 20E . Antares 20E ima raspon krila od 20 m te koristeći kapacitet litij-ion baterije SAFT VL 41M pruža snagu elektromotora 42 kW i postiže 216 Nm zakretnog momenta uz sposobnost dostizanja visine 9845 ft (3000 m). Napravljena je u tri varijante raspona krila 18 m, 20 m i 23 m. Učinkovitost motora ovog zrakoplova iznosi 90 %. Zbog velikog raspona propelera, propeler je prilagođen za niže brojeve okretaja te niže razine buke. Antares 20E postiže vertikalnu brzinu uzdizanja od 400 ft/min [3].



Slika 3. Antares 20E [3]

Yuneec E430 je električni zrakoplov kineske proizvodnje namijenjen za komercijalnu proizvodnju. Prvi let ovog zrakoplova bio je u lipnju 2009. godine. Zrakoplov je pokretan elektromotorom snage 40 kW i opremljen je Yuneec OEM litij-ion baterijama teškim 13 kg. Specifičnost kod ovog zrakoplova je sposobnost punjenja baterija unutar 4 sata pri naponu 220 V [4].



Slika 4. Yuneec E430 [4]

Pipistrel Taurus je električni zrakoplov kojeg je proizvela slovenska kompanija Pipistrel. Model Taurus Electro G2 je predstavljen 2007. godine, a u službu je ušao 2011. godine kao prvi električni dvosjed zrakoplov serijske proizvodnje na tržištu. Taurus Electro G2 je opremljen elektromotorom snage 40 kW, a apsolutni plafon leta iznosi 8500 ft (2500 m).

Pipistrel je za ostvarivanje ovih ciljeva koristio litij-ionske baterije za koje je posebno dizajnirao vlastiti sustav nadziranja baterije BMS (*battery management system*) [5].



Slika 5. Pipistrel Taurus [5]

Velis Electro je električni zrakoplov kojeg proizvodi slovenska tvrtka Pipistrel te je certificiran od strane Agencije Europske unije za sigurnost zračnog prometa, EASA (*European Union Aviation Safety Agency*) u lipnju 2020. godine. Primarna namjena mu je bila trening pilota. Konstrukcija zrakoplova je napravljena od kompozita. Opremljen je s vodenom hladjenim elektromotorom E-811 nazivne snage 57.6 kW, a motori su pokretani s litij-ionskom baterijom snage 24.8 kWh teške 70 kg. Ovaj zrakoplov ima najveću visinu krstarenja na 12 000 ft (3700 m) [6].



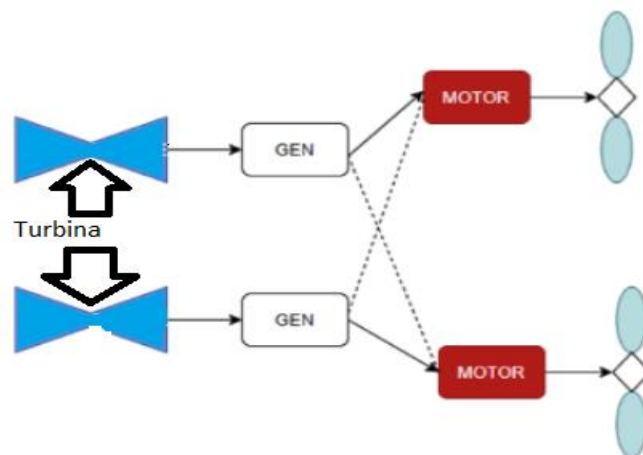
Slika 6. Pipistrel Velis Electro [6]

3. KLASIFIKACIJA ELEKTRIČNIH ZRAKOPLOVA

Električne zrakoplove u svom razvoju dijelimo na zrakoplove pogonjene baterijom odnosno zrakoplove čija je energija potrebna za let pohranjena elektrokemijski, zrakoplove s turbo-električnim pogonom i zrakoplove s hibridno električnim pogonom.

3.1 TURBO ELEKTRIČNA KONFIGURACIJA

Turbo-električni zrakoplovi u kojima je energija potrebna za let pohranjena kao tekući oblik korištenjem gorivih članaka. Prilikom ovakvog korištenja jedna ili više plinskih turbina pokreće električni motor koji proizvodi električnu energiju. Snaga potrebna za pogon električnog motora se prenosi DC sabirnicama i električnim pretvaračima za pokretanje električnog motora koji je povezan s propelerom kao što je prikazano na slici 7. U prijenosu energije ne postoje uređaji za skladištenje električne energije, te zbog takvog načina rada turbo-električni zrakoplovi prilikom konverzije iz mehaničke energije u električnu energiju, a zatim ponovno u mehaničku energiju dožive pad snage [7].



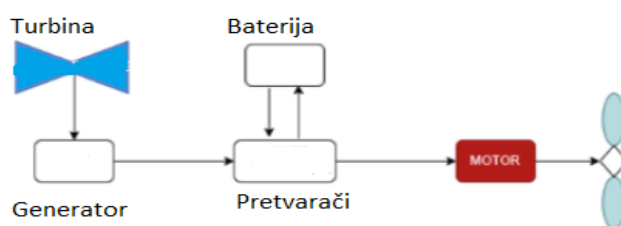
Slika 7. Shema Turbo električna konfiguracija [7]

3.2 HIBRIDNO ELEKTRIČNA KONFIGURACIJA

Hibridno električni zrakoplovi odnosno zrakoplovni sustavi koji koriste konvencionalni motor za pogon generatora. Za napajanje koriste i elektrokemijsku energiju i tekuće fosilno gorivo. Hibridno električni pogon se sastoji od kombinacije električnog motora i konvencionalnog mlaznog motora koji su preko sustava spojki povezani vratilom s propelerom. HEP (*hybrid electric propulsion*) sustav uvelike doprinosi smanjenju potrošnje goriva, emisije ispušnih plinova te povećavaju doleta zrakoplova. Ovakav sustav se dijeli na serijsko hibridnu konfiguraciju i paralelno hibridnu konfiguraciju [7].

3.2.1 SERIJSKA HIBRIDNA KONFIGURACIJA

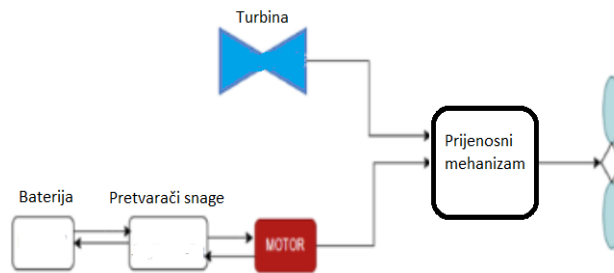
U serijskoj konfiguraciji plinska turbina je fizički odvojena od propelera, a propeler je pokretan električnim motorom. Ovakav princip rada je vrlo sličan turbo-električnom pogonu, samo je u ovom slučaju baterija skladište energije, a ta energija iz baterije doprinosi pogonu dodatnom snagom. Kao što je prikazano na slici 8. generator pretvara mehaničku energiju plinske turbine u električnu energiju. Zatim ta energija može biti skladištena u bateriji ili direktno u upotrebi za pokretanje turbine. S obzirom da nema direktne veze između propelera i plinske turbine, turbina tada može nesmetano raditi prilikom svih faza leta. Primjer takve konfiguracije je dvosjed DA36 E-Star zrakoplov pokretan Siemens električnim motorom snage 70 kW i motorom s unutarnjim izgaranjem Austro Engine snage 30 kW koji je postigao smanjenje emisije plinova i potrošnju goriva za 25 % [7].



Slika 8. Serijska HEP konfiguracija [7]

3.2.2 PARALELNA HIBRIDNA KONFIGURACIJA

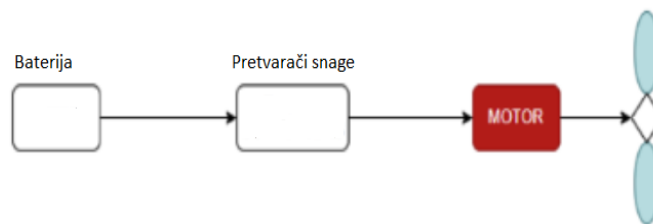
U paralelnoj hibridnoj konfiguraciji plinska turbina i električni motor su povezani preko mehaničke spojke s propelerom, samim tim omogućeno je da oba pogonska sklopa doprinose pogonu zrakoplova istovremeno ili zasebno. Ovakva izvedba zahtijeva mehaničku kompleksnost te motori ne rade na svojim maksimumima, što na kraju rezultira u većoj potrošnji goriva u usporedbi sa serijskom izvedbom. Samim tim što ovakva izvedba ima dvije vrste pogona propelera je redundantna te pruža veću stopu sigurnosti u smislu ako jedna izvedba otkáže druga preuzima pogonsku ulogu. Primjer paralelne konfiguracije je prikazan na slici 9. Za primjer navedene tvrdnje napravljen je zrakoplov Piper PA-38 s naknadno ugrađenim električnim motorom snage 22.6 kW i motorom s unutarnjim izgaranjem snage 54.6 kW, svaki motor s svojim pogonskim mehanizmom u svrhu redundancije. Prilikom rada motora s unutarnjim izgaranjem električni motor služi kao generator za punjenje baterija. [7].



Slika 9. Paralelna HEP konfiguracija [7]

3.3 ELEKTRIČNI ZRAKOPLOVI

Konfiguracija zrakoplova u kojoj se koristi samo električni motor je konstrukcijski najjednostavnija izvedba. Izvor električne energije je baterija. Baterija je spojena direktno na električni motor preko sustava za upravljanje snage koji pokreće propeler. Ovakva izvedba ne dopušta punjenje baterije tijekom leta kao kod ostalih izvedbi, stoga se baterije pune prije samog polijetanja ili planiranja leta. Zrakoplovi koji se u potpunosti pokreću električnom energijom ne troše gorivo, proizvode nisku buku tokom leta i smanjuju operativne troškove. Međutim proizvodnja i sama izvedba baterija koje su na tržištu ne pružaju dovoljno velik dolet i istrajnost zrakoplova kao kod zrakoplova pogonjenih mlaznim ili klipnim motorom. Ovo je ograničavajući faktor za električne zrakoplove te su iz tog razloga fokusirani samo na malim zrakoplovima s jako malim specifikacijama. Primjeri zrakoplova s izričito pogonom na električni motor su: Velis Electro, Alia-250, Alice i Lillium Jet [7].



Slika 10. Električna konfiguracija [7]

4. ZNAČAJKE ELEKTRIČNIH ZRAKOPLOVA

Kako bi bolje bili upoznati sa električnim zrakoplovima važno je da objasnimo njihove značajke te kako utječu na performanse. Električni zrakoplovi imaju drugačije posljedice na okoliš u odnosu na konvencionalne zrakoplove. U ovom poglavlju će biti opisani ekološki aspekti električnog zrakoplova. Također je objašnjena iskoristivost električnog motora, snaga motora i tipovi održavanja električnog zrakoplova.

4.1 EKOLOŠKI ASPEKT

Prema navedenim statistikama do 2020. godine zrakoplovstvo proizvede oko 2,7 % ukupne emisije CO₂ plinova. Generalni cilj zrakoplovstva je da smanji pojavu stakleničkih plinova ili ih zadrži na sadašnje vrijednosti. Zagrijavanjem atmosfere te nestankom fosilnih goriva i poskupljenjem energenata, zrakoplovstvo je usmjereno pronaći neku drugu vrstu pogona zrakoplova. Električni pogon je idealna vrsta pogona koja zadovoljava gore sve navedeno, a kako se trenutno provodi i elektrifikacija automobilske industrije tako i zrakoplovstvo istražuje to područje. Za razliku od motora s unutarnjim izgaranjem električni motor ima manje rotirajućih dijelova te ne proizvodi velike razine buke i ne proizvodi štetni plin za okoliš. Samim tim je pogodniji u većini aspekta osim u isporuci snage i preko oceanskih letova. To je i primarni razlog zašto zrakoplovstvo detaljno istražuje ovo područje kao vrstu pogona zrakoplova [8].

4.2 ISKORISTIVOST ELEKTRIČNOG MOTORA

Iskoristivost električnog motora η je omjer dobivene mehaničke snage na vratilu motora i uložene električne snage.

Pretvaranjem električne energije u toplinsku između zavojnice statora i rotora nastaju gubitci. Takvi gubitci se nazivaju gubitcima zbog bakra.

Druga vrsta gubitaka je mehaničke prirode odnosno ti gubitci nastaju kao trenje u ležajevima.

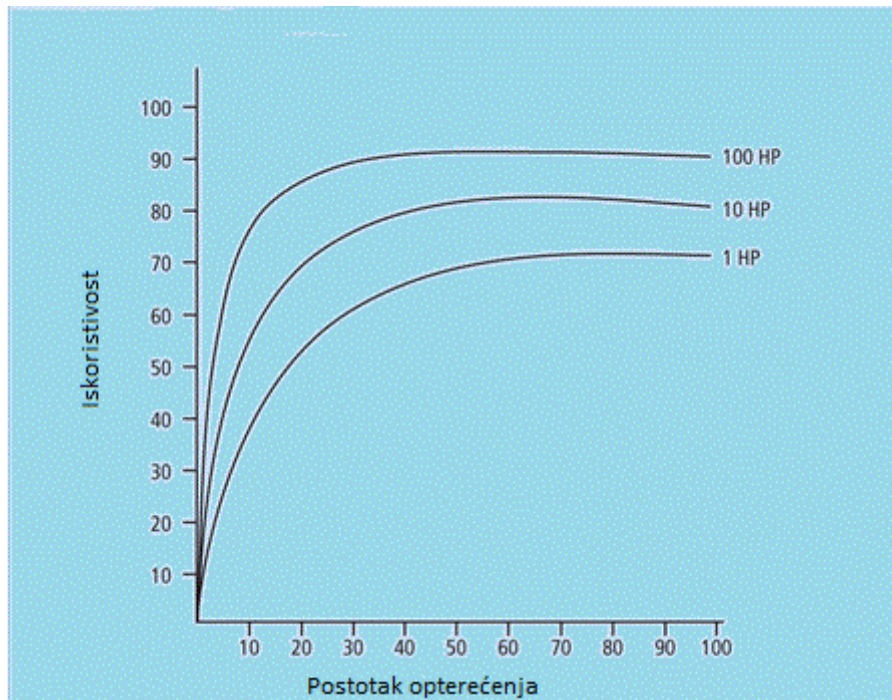
Kao izolator između statora i rotora se nalazi okolni zrak te samim smicanjem vjetra se stvara određeni gubitak u magnetskom polju elektromotora.

Zadnji gubitak kod elektromotora je gubitak u željeznoj jezgri statora zavojnice. Oni za posljedicu imaju zagrijavanje jezgre [9].

Uzevši to sve u obzir većini elektromotora je raspon korištenja od 50 % iskoristivosti do 100 %. Te nazivna vrijednost iskoristivosti elektromotora je 80 %.

Prema formuli iskoristivost možemo izračunati:

$$\eta = \frac{P_{meh}}{P_{el}} \quad (1)$$



Slika 11. Dijagram iskoristivosti električnog motora [10]

4.3 SNAGA ELEKTRIČNOG MOTORA

Uz iskoristivost električnog motora ključan parametar je i snaga motora. Snaga električnog motora se u elektrotehnici mjeri kao umnožak napona i struje. Snaga se izražava u watima.

$$P = U \cdot I \quad (2)$$

4.4 ODRŽAVANJE ELEKTRIČNOG MOTORA

Održavanje elektromotora naročito ako se priča o korištenju u zrakoplovstvu zahtijeva veliku razinu sigurnosti. Održavanje uz sigurnost bi trebalo biti periodički provođeno jer to osigurava ispravnost i dugi vijek trajanja elektromotora. S aspekta cijene, održavanje elektromotora u odnosu na mlazni ili klipni motor je mnogo jeftinije.

Održavanje dijelimo na ono koje se provodi preventivno i korektivno. Preventivno održavanje kao što samo ime kaže se provodi prije trenutka otkaza motora prema vremenskim intervalima koje preporučuje proizvođač i shodno opterećenju. U tu vrstu održavanja spada: podmazivanje i prilagodba zračnosti statora i rotora.

Korektivno održavanje se provodi nakon otkaza ili zbog prijevremenog otkaza pojedine komponente elektromotora.

Uz sve navedeno potrebno je imati kvalitetno i obučeno osoblje od strane proizvođača [11].

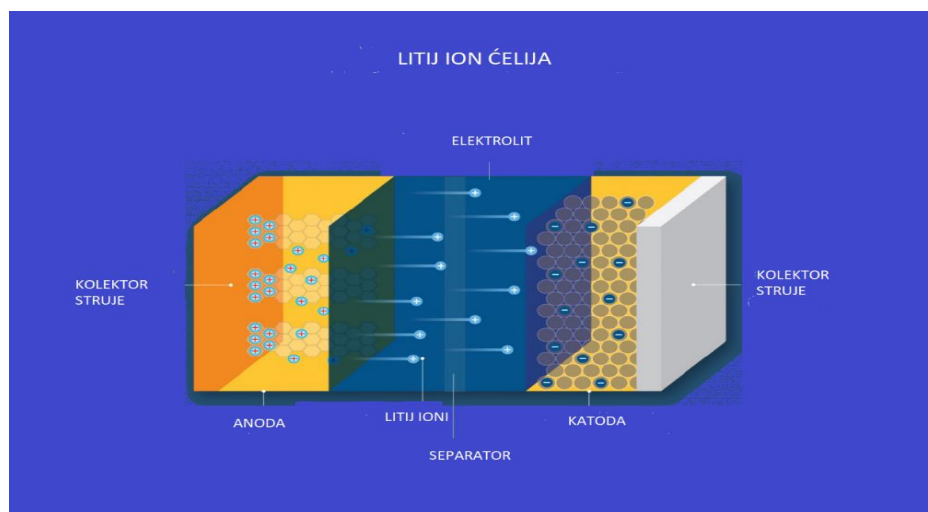
5. BATERIJE

Baterija je uređaj koji skladišti kemijsku energiju i pretvara je u električnu energiju. Kemijski proces u bateriji pruža protok elektrona od anode do katode. Postoje različiti tipovi baterija koji se najčešće koriste u zrakoplovstvu, a to su litij-ion, nikal-kadmij i u novije vrijeme litij-polimer baterija. Dijelovi baterija su pozitivna i negativna elektroda, elektrolit i separator. Elektrode su vodljiva tijela na kojem se događaju kemijski procesi i elektrolit je sredstvo unutar kojeg su uronjene elektrode, a separator je sredstvo koje sprječava dodir metalnih površina elektroda. To može biti tekućina, gel ili čvrsta tvar [12].

5.1 LITIJ-ION BATERIJA

Litij ion baterija je spremnik energije u kojoj se ioni litija kreću od negativne do pozitivne katode tijekom pražnjenja i od pozitivne do negativne katode tijekom punjenja. Koristi ugljik kao negativnu elektrodu i metal oksid za pozitivnu elektrodu. Ostali materijali korišteni za elektrode mogu biti litij željezni fosfat i litij magnezij oksid. Kao elektrolit koristi se otopina soli litija u organskom otapalu.

Specifičnost ove baterije je veliki omjer snage prema jedinici mase 100-265 Wh/kg. Uz to litij ion baterija može isporučiti 3.6 volti po članku. Zbog toga se mogu koristiti u svrhe gdje je potrebna velika snaga. Ne zahtijevaju velika održavanje i imaju malu sposobnost samostalnog pražnjenja, približno 1,5% - 2% mjesečno. Za razliku od Nikal-kadmij baterije ne sadrži otrovne tvari te je tako sigurnija za odlaganje nakon svog korisnog ciklusa. Ovakve baterije se mogu pronaći u svakodnevnoj upotrebi kao baterija mobitela, te sve češće u automobilske industriji [13].



Slika 12. Litij-ionska baterija [14]

5.2 NIKAL KADMIJ BATERIJA

Nikal-kadmij baterija je jako slična olovnoj bateriji osim što pruža veću gustoću energije. Nikal oksid hidroksid se koristi kao pozitivna elektroda odnosno katoda, a anoda je napravljena od metal kadmija. Kao elektrolit se koristi vodena otopina kalijeva hidroksida (KOH), a kao separator između elektroda se koriste sintetička vlakna. Ova baterija je konstruirana od visoko otrovnog materijala stoga je veliki problem pri njenom odlaganju nakon radnog ciklusa. Stanje napunjenosti ove baterije se ne mjeri gustoćom elektrolita. Tijekom punjenja gustoća elektrolita se ne mijenja te iznosi 1.24 do 1.30 ovisno o okolnoj temperaturi.

Značajnija mana ove baterije je efekt memorije baterije (*memory effect*) što bi značilo da iako je baterija djelomično prazna potrebno ju je napuniti. Ovaj efekt se pojavljuje kada se baterija izgubi svoj maksimalni kapacitet, ako se konstantno puni iako je samo djelomično potrošena.

Zrakoplovi koji su opremljeni s Nikal kadmij baterijama imaju sustav za nadziranje baterije. Mjerenjem napona baterije nije moguće utvrditi napunjenost, jer napon baterije je konstantan tijekom pražnjenja. Svaka ćelija ima napon od 1.2 V. Baterija se nadzire tijekom punjenja zbog velikog generiranja topline te samim tim takvo stanje može dovesti do stanja koje se naziva toplinski bijeg (*thermal runaway*) odnosno takvo stanje može dovesti do zapaljenja baterije, a u gorim okolnostima i do eksplozije baterije. Nikal kadmij baterije imaju omjer snage i gustoće 50-75 Wh/kg. Ovakva vrsta baterije se može pronaći u zrakoplovnoj industriji i u automobilskoj industriji [15] [16].



Slika 13. Nikal kadmij baterija [16]

5.3 OLOVNA BATERIJA

Olovna baterija se koristi većinom u manjim zrakoplovima poput Cessne 172. Kao pozitivna elektroda se koristi olovni peroksid, a olovo na negativnim elektrodama. Elektrode su uronjene u elektrolit sumporne kiseline H_2SO_4 razrijeđene s vodom. Pražnjenjem ove baterije elektrode mijenjaju svoj sastav te postaju sulfat, a elektrolitu opada gustoća. Zbog pada gustoće se napon olovne baterije može izmjeriti gustoćom elektrolita koja iznosi 1.25 do 1.30 za punu bateriju, a za praznu bateriju gustoća iznosi 1.17. Napon po ćeliji akumulatora iznosi 2.1 V [17].

5.4 GORIVNI ČLANCI

Gorivi članci su elektrokemijski uređaji koji omogućuju neposredno pretvaranje kemijske energije u električnu energiju i toplinu. Sastoji se od anode katode i elektrolita. Dodavanjem goriva na anodu, pri gorivu se misli na vodik, metanol ili plin, a na katodu se dovodi kisik. Gorivi članci imaju sposobnost potpuno zamijeniti generatore struje na zrakoplovima. Kemijskim procesom nastaju dva nusprodukta, a to su dušik i voda [14].

Ovakav sustav se nalazi na zrakoplovu Dimon na način da je ugrađen hibridni sustav gorivih članaka s polimernom membranom i litij-ionskim baterijama koji su pokretali elektromotor koji je povezan na propeler. Primjer takvog sustava možemo vidjeti na slici 14. [18] [19].



Slika 14. Sustav gorivih ćelija [19]

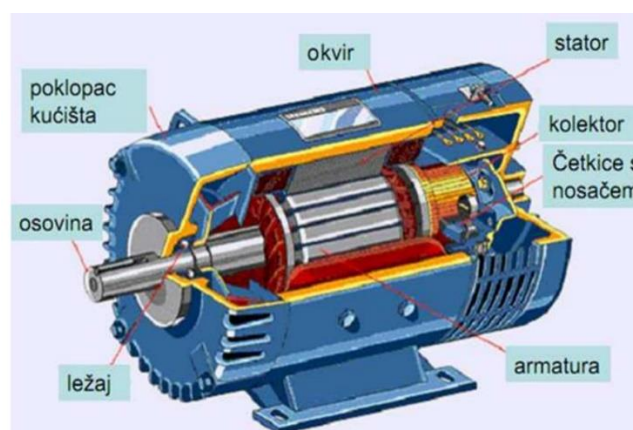
6. ELEKTRIČNI MOTOR

Električni motor je uređaj koji pretvara električnu energiju u mehanički rad. Sastoji se od statora, rotora, četkica, osovine, ležaja i kućišta motora. Postoje izvedbe motora s obzirom na struju, to mogu biti istosmjerni DC motori (*direct current*) i izmjenični AC motori (*alternating current*). S obzirom na to da električni motor pretvara električnu energiju u mehanički rad taj rad se može koristiti za pogon elise zrakoplova, crpka za gorivo, hidrauličku tekućinu ili pokretanje mlaznih motora.

Za pogon električnog zrakoplova se koristi električna struja. Električna struja može biti dobijena iz baterije, solarnih panela ili iz generatora električne energije. Najčešće električna struja proizašla iz akumulatora je istosmjerna struja te kao takva je pogodna za korištenje odnosno napajanje električnog motora zrakoplova. Struja nastala generatorom električne struje može biti istosmjerna struja ili izmjenična struja koju je onda prema potrebi potrošača u ovom slučaju električnog motora potrebno prilagoditi. Prilagodba se vrši pretvorbom izmjenične struje u istosmjernu s ispravljačem odnosno transformatorom [20].

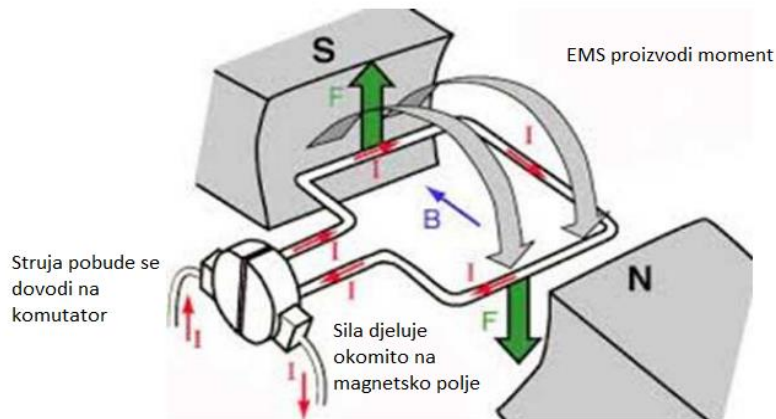
6.1 DC ELEKTRIČNI MOTOR

DC motor ili motor istosmjerne struje je električni uređaj koji pretvara električnu energiju u mehaničku energiju stvaranjem magnetskog polja korištenjem istosmjerne struje. Istosmjerni elektromotor se sastoji od statorske zavojnice i rotorske zavojnice kao što je prikazano na slici 15. Kada je zavojnica napojena strujom stvara se magnetsko polje. Rotor motora je napajan pomoću kolektora i četkica. Prolaskom struje kroz zavojnicu stvara se magnetsko polje te u interakciji s permanentnim magnetskim poljem pomiče rotor u smjeru kazaljke na satu [20].



Slika 15. Dijelovi elektromotora [21]

Kada se na rotorsku zavojnicu priključi struja, ona se napaja preko komutatora naponom. Komutator je prsten od bakra na koji su spojene četkice, koje su spojene na izvor istosmjerne struje. Princip rada takvog sustava je prikazan na slici 16. Najčešća podjela istosmjernih motora je na motore s četkicama i izvedbe motora bez četkica [20].



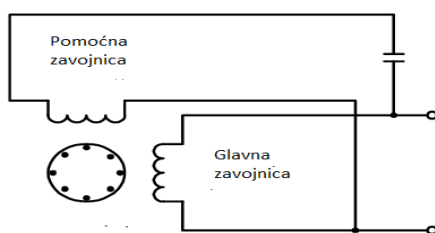
Slika 16. Princip rada istosmjernog motora [22]

6.2 AC ELEKTRIČNI MOTOR

AC motor odnosno motor izmjenične struje radi na principu rotiranja magnetskog polja u rotoru prilikom koje se inducira elektromotorna sila (EMS). Mali otpor zavojnice uzrokuje veliku struju u rotoru zbog inducirane EMS i samim time i jako magnetsko polje u rotoru. Interakcijom magnetskih polja statora i rotora dolazi do zakretanja rotora. Postoje jednofazne i dvofazne izvedbe. Ovakva vrsta motora je jako pouzdana i konstrukcijski jako jednostavna zato što nema kliznih kontakata. Drugi naziv za AC električni motor je asinkroni motor jer se brzina vrtnje rotora i statora nisu sinkronizirane [20].

6.2.1 JEDNOFAZNI AC MOTOR

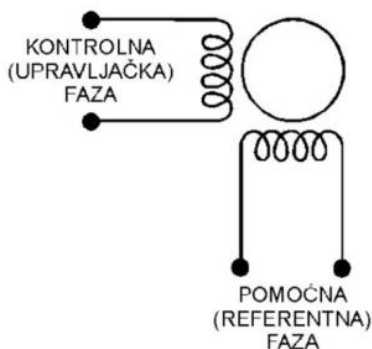
Kao što samo ime govori ovakva vrsta izmjeničnog motora koristi samo jednu fazu za napajanje. Ovakvi tipovi motora mogu dostići snagu do 3kW i imaju ograničen okretni moment. Prilikom rada ne nastaje rotacijsko magnetsko polje nego samo izmjenično magnetsko polje nakon koje je potreban kondenzator za pokretanje. Vrlo su jednostavni za održavanje i pristupačni cijenom. Ovakvom električnom motoru za pokretanje nije dovoljna jedna zavojnica za stvaranje zakretnog momenta, stoga se okomito na zavojnicu postavlja pomoćna zavojnica. Pomoćna zavojnica se može isključiti nakon postizanja brzine vrtnje rotora. Njihov položaj je prikazan na slici 17. [20].



Slika 17. Shema jednofaznog AC motora [20]

6.2.2 DVOFAZNI AC MOTOR

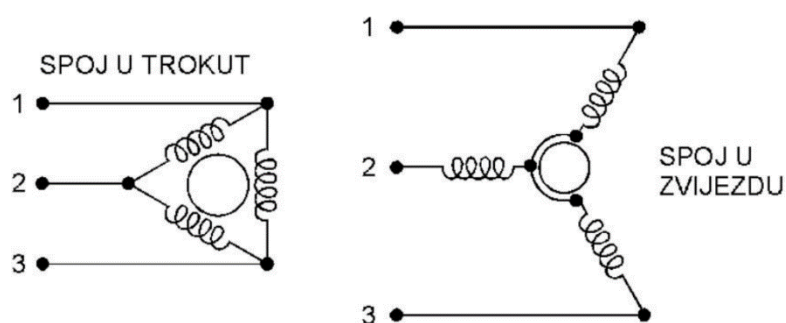
Sustav elektromotora s dvije faze se sastoji od dvije zavojnice postavljene 90 stupnjeva. Svaka zavojnica ima svoj izvor napajanja. Pomoću glavne zavojnice je moguće upravljati brzinom i smjerom rotacije motora, dok je pomoćna faza napajana s glavne mreže i konstantnog je napona. Međusobni položaj zavojnica je prikazan na slici 18. Za rad su potrebne dvije faze i jedno uzemljenje. Ovakvi tipovi motora više nisu u upotrebi [20].



Slika 18. Shema dvofaznog AC motora [20]

6.2.3 TROFAZNI AC MOTOR

Najveći broj motora u industrijskoj upotrebi su motori s 3 faze. Unutar motora se nalaze 3 zavojnice koje su međusobno razmaknute za 120° bez vanjskog izvora napajanja, a u sredini se nalazi magnet na rotirajućoj osovini. Primjeri sheme takvog motora je prikazan na slici 19. Ovakva vrsta motora je jako pouzdana i efikasna [20].



Slika 19. Shema trofaznog AC motora [20]

7. PERFORMANSE MALOG ZRAKOPLOVA

Za primjer određivanja performansi malog zrakoplova uzet je zrakoplov Velis Electro. Zrakoplov je dizajniran i napravljen u Sloveniji u gradu Ajdovščini.

Pipistrel Velis Electro je zrakoplov raspona krila 10.7 metara koji je u potpunosti napravljen od kompozitnih materijala. Visina zrakoplova je 1.9 metara, a dužina je 6.47 metara. Težina zrakoplova bez putnika i prtljage s baterijama iznosi 428 kilograma, a maksimalna masa pri polijetanju 600 kilograma. Praktični vrhunac leta zrakoplova iznosi 3660 metara.

Napravljen je kao dvosjed s visokom repnom sekcijom u izvedbi „T“ oblika. Podvozje zrakoplova je oblika tricikl s kočnicama na kotačima. Upravljačke površine krila su mu spojene.

Zrakoplov je opremljene s dvije ventilirane i termalno zaštićene kutije baterija. Jedna se nalazi ispred kabine u motornom prostoru, a druga se nalazi iza kabine u spremištu za stvari. Pilot ima mogućnost isključiti kritičnu bateriju iz sustava za napajanje. Težine su 113 kilograma, te su hlađene s 50 % glicerina i 50 % vode. Tip baterije je litij-polimer [23].

7.1 PROPELER

Propeler ovog zrakoplova P-812-164-F3A je fiksno koraka dizajna s tri kraka napravljen je od kompozitnog materijala. Promjer propelera zrakoplova iznosi 1640 mm. Prirubnica propelera je napravljena od aluminijske na koju su dalje stavljeni slojevi ugljičnih vlakana i staklenih vlakana. Masa propelera je 5 kg, a smjer vrtnje u pravcu kazaljke na satu. Primjer takvog propelera je prikazan na slici 20. Maksimalna sigurnosna brzina vrtnje propelera je 2500 okretaja po minuti. Motor E-811 podržava velik broj propelera s fiksnim korakom, s promjenjivim korakom na zemlji i električno varijabilnih koraka propelera. Propeler bi trebao imati maksimalni moment inercije od 3245 kg-cm² i masu manju od 5.5 kg [24].



Slika 20. Propeler P-812-164-F3A [25]

7.2 ELEKTRIČNI MOTOR

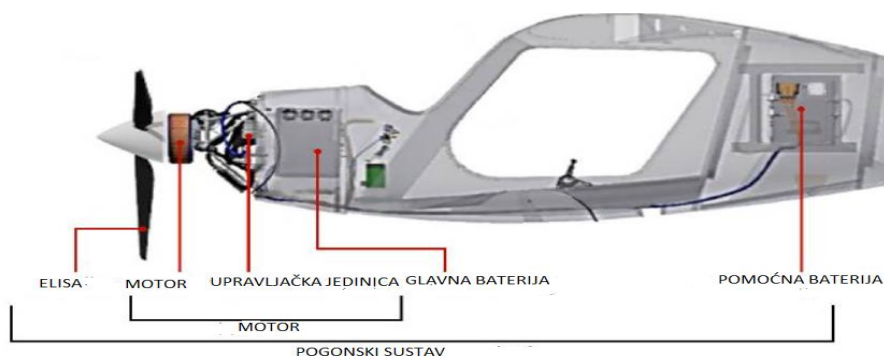
Električni motor ovog zrakoplova E-811 je aksijalni sinkroni permanentno magnetski motor, a proizved ga također tvrtka Pipistrel te je certificiran od EASA-e. Sastoji se od vodom hlađenog elektromotora i regulatora snage. Smjesa hlađenja se sastoji od 50 % vode i 50 % glicerina. Motor ima maksimalnu vršnu snagu od 57,6 kW (77 HP) te maksimalnu kontinuiranu snagu od 49,2 kW (66 HP), pri maksimalnom broju okretaja od 2500 o/min. Slika 21. prikazuje izgled motora E-811. Uz pomoć regulatora moguće je motor okretati u smjeru kazaljke i suprotno od smjera kazaljke na satu. Za napajanje koristi AC struju koju regulator pretvara iz DC struje dobivene od dviju litij-ion baterija [26].



Slika 21. Pipistrel motor E-811 [27]

7.3 BATERIJA

Pipistrelov zrakoplov Velis Electro je opremljen s dvije litij-ion baterije visokog napona. Baterije su postavljene ispred i iza kabine. Položaj baterija je prikazan na slici 22. Takvo pozicioniranje baterija osigurava redundantni efekt izvor napajanja. U slučaju otkaza jedne od baterija, neispravna baterija se isključuje iz strujnog kruga. U tom slučaju zrakoplov s jednom baterijom ima dovoljno snage za let u uvjetu penjanja i daljnjeg krstarenja. Unutar tih baterija korištene su ćelije Nikal magnezij kobalt. Baterija je cilindričnog oblika te se nalazi u kutiji koja prati parametre baterije. Ta kutija se naziva sustav nadzora baterije (*battery management system*). Uz dvije litij ion baterije Velis Electro ima još jednu pomoćnu bateriju napona 13.2 V i kapaciteta 12.4 Ah. U slučaju otkaza obiju baterija pomoćna baterija ima dovoljno snage da napaja cijeli sustav narednih 30 minuta [28].



Slika 22. Prikaz zrakoplovnog sustava Velis Electro zrakoplova [29]

8. PRORAČUN PERFORMASI ZADANOG ZRAKOPLOVA

U ovom proračunu performansi zrakoplova, zrakoplov leti u fazi leta krstarenja. U fazi krstarenja leta promatrat će se slučaj za istrajnost i dolet zrakoplova. Za zrakoplov u horizontalnom letu potrebna snaga P_{req} je potrebna snaga za svladavanje otpora pri brzini leta V .

$$P_{req} = D \times V \quad (3)$$

Ukupni otpor zrakoplova je zbroj induciranog i parazitnog otpora. Pri čemu je C_{do} otpor nultog uzgona koji je nastao zbog viskoziteta i otpora oblika, a inducirani otpor je otpor nastao uslijed uzgona te otpora vrtloga i viskoznih sila.

$$C_D = C_{do} + kC_L^2 \quad (4)$$

Tada se jednadžba (4) može preoblikovati tako što dodamo komponentu dinamičkog tlaka q i površinu krila S

$$D = qS(C_{do} + kC_L^2) \quad (5)$$

Pretpostavljajući da za horizontalni let je potreban uvjet u kojem je uzgon jednak težini, a komponenta uzgona $L = W = 0.5\rho V^2 SC_L$ i ako je uvrstimo u jednadžbu (5) tada jednadžba (3) rezultira s jednadžbom za potrebnu snagu zrakoplova.

$$P_{req} = \frac{1}{2}\rho V^3 SC_{do} + \frac{2W^2k}{\rho VS} \quad (6)$$

Zrakoplovu za svladavanje otpora odnosno postizanje potrebne snage je potrebno gorivo, međutim kod električnih zrakoplova pogonski element za pokretanje električnog motora je baterija. Kapacitet baterije se izražava u amper satima (Ah) ili u miliamper satima (mAh). Stoga ako imamo bateriju od $2 Ah$ ona će moći pružati izvor napajanja trošilu od $2 A$ jedan sat $1 h$. Međutim ako na tu istu bateriju spojimo trošilo od $4 A$, ta baterija neće biti u mogućnosti pružati napajanje trošilu pola sata. Taj efekt se zove Peukert efekt. U pravilu ta pojava govori da što je veća potrošnja struje nekog trošila baterija će imati manje efektivnog kapaciteta. Taj efekt je prikazan na formuli (7).

$$t = \frac{C}{i^n} \quad (7)$$

Na formuli (7) parametar t prikazuje vrijeme u satima, a (i) je struja pražnjenja u amperima (A) i (C) je kapacitet baterije u amper satima (Ah) i (n) je koeficijent pražnjenja koji ovisi o tipu baterije i njoj temperaturi. Ovaj parametar se mijenja za danu bateriju s godinama starenja i ciklusima punjenja i pražnjenja jer kapacitet baterije opada. Jednadžba (7) vrijedi samo ako se baterija prazni s strujom od $1 A$.

Ukoliko jednadžbu (7) modificiramo računajući na efekt pražnjenja tada se dobije jednadžba (8). Pri čemu je (Rt) vrijeme pražnjenja preko koje je kapacitet baterije određen, najčešće 1 h.

$$t = \frac{R_t}{i^n} \left(\frac{C}{R_t} \right)^n \quad (8)$$

8.1 ISTRAJNOST ELEKTRIČNOG ZRAKOPLOVA

Istrajnost zrakoplova je vrijeme koje zrakoplov može provesti u zraku uzimajući u obzir količinu pražnjenja baterije za brzinu koju zrakoplov može doseći. Kako bi to vrijeme bilo što duže moguće u odnosu na aerodinamičke parametre i parametre baterije zrakoplova potrebno je poznavati performanse zrakoplova, a dio tih parametra je moguće iščitati iz pilotskog priručnika za upravljanje POH (*Pilot Operating Handbook*). Dio korištenih parametara su pretpostavljeni zbog nedostatka navedenih iz POH-a. Kako je za navedeni slučaj pogonski sustav električni motor s propelerom za izračun nam je potreban parametar potrebne snage.

Uvjet za maksimalnu istrajnost propelerskog zrakoplova je uvjet minimalne potrebne snage P_{rmin} . Potrebno je letjeti u uvjetu za minimalnu potrebnu snagu jer je tada potrošnja električne energije najmanja, a najmanja moguća snaga je u režimu za minimalnu potrebnu snagu. Tada će zrakoplov najviše boraviti u zraku za određeni kapacitet baterije zrakoplova. To je uvjet u kojem je koeficijent uzgona jednak korijenu od koeficijenta nultog uzgona pomnoženog s 3 i podijeljenog s koeficijentom (k), odnosno uvjet u kojem je inducirani otpor 3 puta veći od parazitnog otpora. Formula (9) prikazuje uvjet za maksimalnu istrajnost zrakoplova.

$$C_L = \sqrt{\frac{3 \cdot C_{do}}{k}} \quad (9)$$

U tom režimu leta zrakoplov ostvaruje maksimalno vrijeme u zraku. Kada se uvjet za maksimalnu istrajnost (9) unese u formulu za potrebnu snagu (10) dobit će se potrebna snaga prikazana formulom (11).

$$P_{req} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^3 \cdot S (C_{do} + k \cdot C_L^2) \quad (10)$$

$$P_{req} = \frac{2}{\sqrt{\rho \cdot S}} \cdot C_{do}^{\frac{1}{4}} \cdot \left(2 \cdot F_g \cdot \sqrt{\frac{k}{3}} \right)^{\frac{3}{2}} \quad (11)$$

Formulom (12) prikazana je jednadžba za istrajnost električnog zrakoplova, a zatim uvrštavanjem formule za minimalnu potrebnu snagu prikazane formulom (11) u formulu za istrajnost električnog zrakoplova dobije se formula (13) koja je prikaz maksimalne istrajnosti električnog zrakoplova.

$$E = R_t^{1-n} \left[\frac{\eta \cdot U \cdot C}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^3 \cdot S \cdot C_{do} + \left(\frac{2 \cdot F_g^2 \cdot k}{\rho \cdot V \cdot S} \right)} \right] \quad (12)$$

$$E_{max} = R_t^{1-n} \left(\frac{\eta \cdot U \cdot C}{\left(\frac{2}{\sqrt{\rho \cdot S}} \right) \cdot C_{do}^{\frac{1}{4}} \cdot \left(2 \cdot W \cdot \sqrt{\frac{k}{3}} \right)^{\frac{3}{2}}} \right)^n \quad (13)$$

Faktor koji značajno utječe na istrajnost zrakoplova je gustoća. Padom gustoće s porastom visine raste potrebna snaga za zadani pogonski sustav.

Još jedna ključan parametar pražnjenja baterije je Peukert efekt. To je parametar pražnjenja baterije koji ovisi o tipu baterije i temperaturi okolnog prostora. Taj parametar se mijenja za danu bateriju procesom starenja i nakon određenog broja ciklusa punjenja i pražnjenja kapacitet baterije opada. Jednadžba Peukert efekta prikazana je formulom (14), pri čemu je t vrijeme pražnjenja baterije pri zadanoj struji i za određeni nazivni kapacitete baterije. Ova jednadžba vrijedi samo ako je baterija ispražnjena na struju 1 A.

$$t = \frac{C}{i^n} \quad (14)$$

Parametri koji su nam potrebni za izračun istrajnosti su:

- Rt - vrijeme rada baterije [h]
- η – ukupni koeficijent iskoristivosti
- U – napon baterije [V]
- C – kapacitet baterije [Ah]
- ρ – gustoća zraka [kg/m^3]
- S – površina krila zrakoplova [m^2]
- C_{do} – koeficijent nultog uzgona
- W – težina zrakoplova [N]
- k – konstanta polare otpora
- n – parametar pražnjenja

Tablica 1. Parametri zrakoplova Velis Electro

Rt[h]	η	U[V]	C[Ah]	ρ [kg/m ³]	S[m ²]	C _{do}	W[N]	k	n
1.65	0.75	394	33	1.225	9.51	0.0285	6000	0.038	1.3

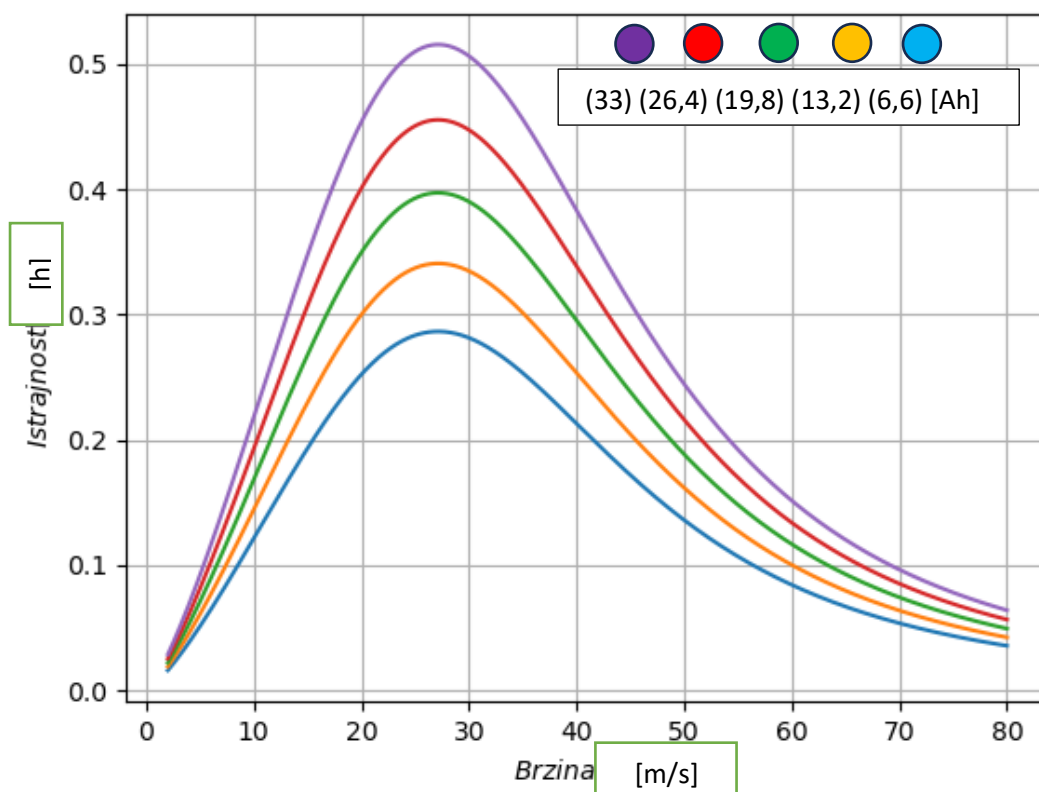
Dio navedenih parametara u tablici su uzeti iz pilotskog operativnog priručnika kao što su: R_t , U , C , S , W , a preostali parametri kao što su: η , C_{do} , k , su pretpostavljene vrijednosti zbog nemogućnosti pronalaska istih.

Za slučaj istrajnosti postoji niz brzina koje utječu na istrajnost zrakoplova, ali za slučaj maksimalne istrajnosti ta se brzina računa prema formuli (15). Odnosno to je brzina za najveću moguću istrajnost, a dobivena je iz uvjeta $L=W$ odnosno slučaja za horizontalan let.

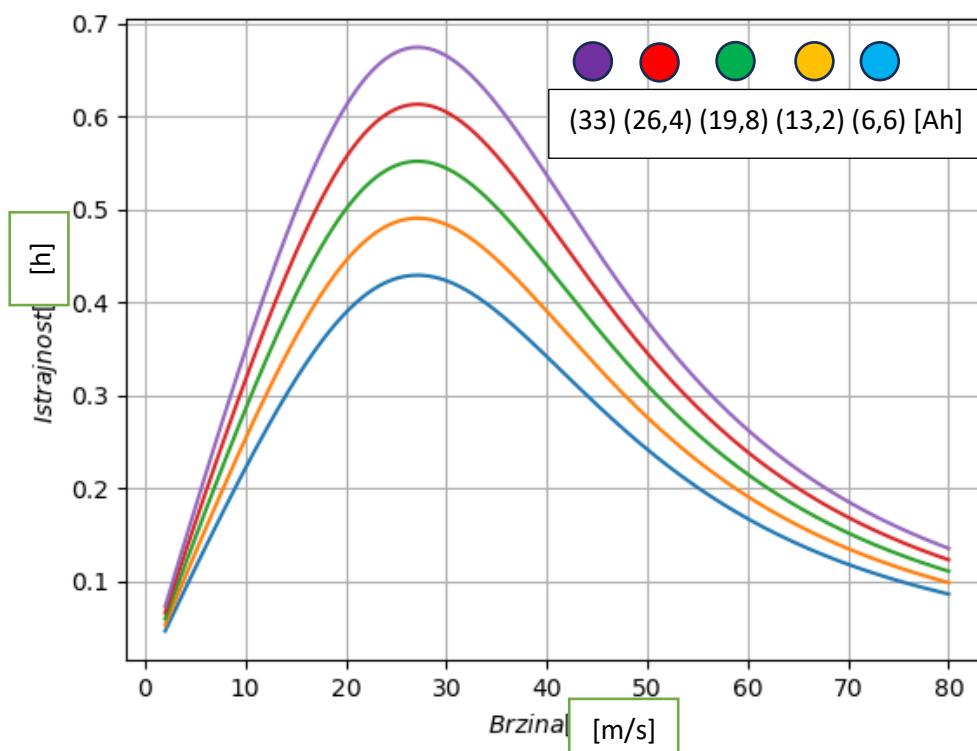
$$V_e = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S} \cdot \sqrt{\frac{k}{3 \cdot C_{do}}}} \quad (15)$$

Za navedene parametre iz tablice 1. uz korištenje formule za istrajnost (16) dobivamo vrijednosti koje su prikazane na grafu 1.

$$E = R_t^{1-n} \left[\frac{\eta \cdot U \cdot C}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^3 \cdot S \cdot C_{do} + \left(\frac{2 \cdot F_g^2 \cdot k}{\rho \cdot V \cdot S} \right)} \right] \quad (16)$$



Graf 1. Graf istrajnosti i brzine zrakoplova u ovisnosti o kapacitetu baterije, $n=1.3$



Graf 2. Graf istrajnosti i brzine zrakoplova u ovisnosti o kapacitetu baterije, $n=1$

Na navedenom grafu 1. se može vidjeti kako istrajnost zrakoplova opada s padom kapaciteta baterije. Navedeni kapaciteti su: 33 Ah, 26.4 Ah, 19.8 Ah, 13.2 Ah, 6.6 Ah. Najveća istrajnost se postiže u uvjetima minimalne snage za određenu gustoću. Pri visini od 457.2 m (1500ft) i pri kapacitetu baterije od 33 Ah istrajnost je očitana s grafa 1. i iznosi 0.52 h (31.2 minuta). Uzet je slučaj za visinu od 1500 ft jer ga je moguće referirati s onom vrijednošću očitanom iz priručnika za pilote.

Ako se u izračun za istrajnost uvrsti slučaj za idealnu bateriju odnosno da je faktor $n = 1$, dobit će se bolje vrijednosti istrajnosti od onih uzetih za vrijednosti litij-ion baterija pri čemu je faktor pražnjenja baterije $n = 1.3$. Tada graf 2. prikazuje istrajnosti Velis Electro zrakoplova.

Uz pretpostavku idealne baterije $n = 1$, dobit će se da je maksimalna istrajnost uz iste parametre baterije i aerodinamičke karakteristike zrakoplova iznosi 0.67 h (40 minuta). Naravno ta vrijednost je uzeta pri maksimalnom kapacitetu baterije zrakoplova koja iznosi 33 Ah. U takvim uvjetima prema formuli za maksimalnu istrajnost u uvjetu minimalne potrebne snage, dobit će se da je maksimalna istrajnost krivulja ljubičaste boje prikazana na grafu 2.

8.2 ANALIZA PRORAČUNA ZA ISTRAJNOST

Navedeni proračun istrajnosti zrakoplova možemo analizirati s proračunima iz operativnog priručnika za pilote o istrajnosti. Tablica 1. prikazuje vrijednosti očitane s grafikona prikazanog na grafu 1. , a vrijednosti su očitane s grafa za brzine u krstarenju ovisno o postavci snage motora. Navedene postavke snage su 20 kW (35.5 m/s), 25 kW (40.12 m/s), 30 kW (44.24 m/s) i 35 kW (47.32 m/s).

Tablica 2. Proračunate vrijednosti za istrajnost

C (kapacitet)	35.5 m/s		40.12 m/s		44.24 m/s		47.32 m/s	
33 Ah	26.94	32	22.87	27	19.20	23	16.65	20
26.4 Ah	20.16	25	17.11	21	14.36	19	12.46	17
19.8 Ah	13.87	19	11.78	16	9.88	14	8.57	13
13.2 Ah	8.19	12	6.95	10	5.83	10	5.06	9

Desni stupac tablice 2. nam prikazuje vrijednosti istrajnosti iz pilotskog operativnog priručnika za visinu 1500 ft (457.2 m) iz kojeg se vidi kako vrijednost istrajnosti opada padom kapaciteta baterije. Lijevi stupac prikazuje vrijednosti proračunate u programu python uz navedene parametre spomenute u tablici 1. Vrijednosti su očitane za brzine pri kojima se postiže određena postavka snage motora, a to su snaga motora od 20 kW (35.5 m/s), 25kW (40.12 m/s), 30 kW (44.24 m/s) i 35 kW (47.32 m/s). Sve vrijednosti u tablici su prikazane u minutama.

8.3 MINIMALNA POTREBNA SNAGA

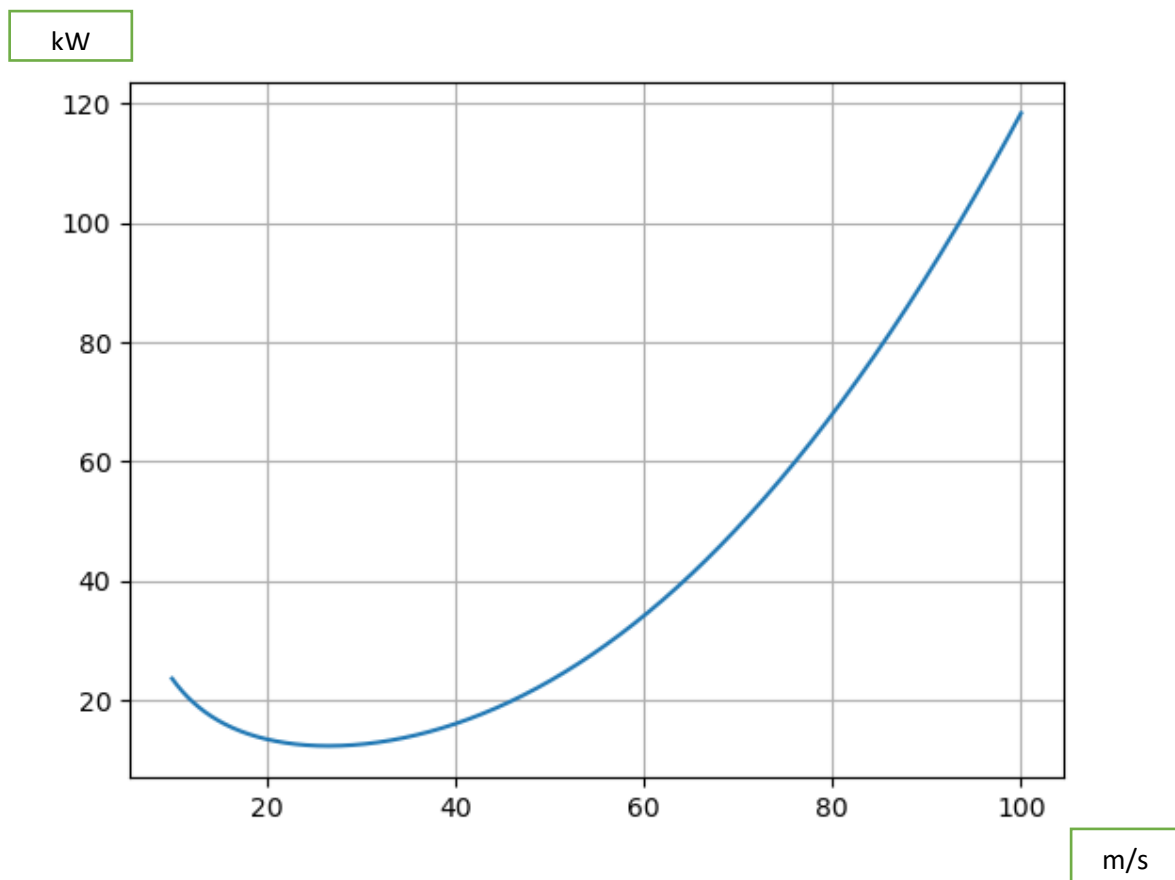
Porastom visine odnosno smanjenjem gustoće potrebna snaga raste. Za uvjet maksimalne istrajnosti spomenuto je da zrakoplov mora letjeti u uvjetu minimalne snage i da je to uvjet u kojem je inducirani otpor 3 puta veći od parazitnog otpora. Taj uvjet je prikazan formulom (17):

$$C_{do} = \frac{1}{3} \cdot k \cdot C_L^2 \quad (17)$$

Za izračun potrebne snage zrakoplova koristi se formula (18) u uvjetu minimalne snage:

$$P_{req} = \frac{2}{\sqrt{S \cdot \rho}} \cdot C_{do}^{\frac{1}{4}} \cdot \left(2 \cdot W \cdot \sqrt{\frac{k}{3}} \right)^{\frac{3}{2}} \quad (18)$$

Uvrštavanjem podataka za dani zrakoplov dobije se dijagram potrebne snage za zrakoplov Velis Elektro. Dijagram minimalne potrebne snage je prikazan na grafu 3.



Graf 3. Potrebna snaga

Proračunom prema formuli za brzinu za maksimalnu istrajnost formulom (19):

$$V_e = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S}} \cdot \sqrt{\frac{k}{3 \cdot C_{do}}} \quad (19)$$

Uvrštavanjem podataka u formulu (19) dobije se (20):

$$V_e = \sqrt{\frac{2 \cdot 6000}{1.17212 \cdot 9.51}} \cdot \sqrt{\frac{0.038}{3 \cdot 0.0285}} \quad (20)$$

$$V_e = 26.79 \text{ m/s}$$

Pri brzini za maksimalnu istrajnost potrebno je iščitati iz grafa 3. vrijednost minimalne potrebne snage koja iznosi $P_{Rmin} = 12.4 \text{ kW}$.

8.4 DOLET ELEKTRIČNOG ZRAKOPLOVA

Dolet zrakoplova je udaljenost koju zrakoplov može prijeći u letu s određenim kapacitetom baterije. Za najveći dolet zrakoplova, zrakoplov mora letjeti u uvjetu u kojem je omjer koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora maksimalan. Za režim najboljeg doleta propelerskog pogona zrakoplov mora letjeti pri uvjetu minimalne potrebne sile. To je uvjet pri kojem su koeficijent nultog uzgona i koeficijent inducirano uzgona jednaki, odnosno uvjet u kojem se ostvaruje maksimalan dolet zrakoplova.

Uvjet minimalne potrebne sile je prikazan formulom (21):

$$C_{do} = C_{di} \quad (21)$$

Kada tu formulu (21) unesemo u formulu za istrajnosti (16) dobivamo maksimalni mogući dolet zrakoplova prikazan formulom (23).

Maksimalni mogući dolet zrakoplova je moguć samo pri brzini za maksimalni dolet zrakoplova. Ta brzina je određena promjenom gustoće s visinom i uvjetom minimalne potrebne sile. Proračunom vrijednosti po formuli (22) za navedeni zrakoplov dobije se da je brzina za maksimalni dolet 35.25 m/s na visini od 457.2 m. Formula (22) je dobivena iz uvjeta za horizontalni let $L=W$.

Brzina za taj slučaj je prikazana prema formuli:

$$V_r = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot A} \cdot \sqrt{\frac{k}{C_{do}}}} \quad (22)$$

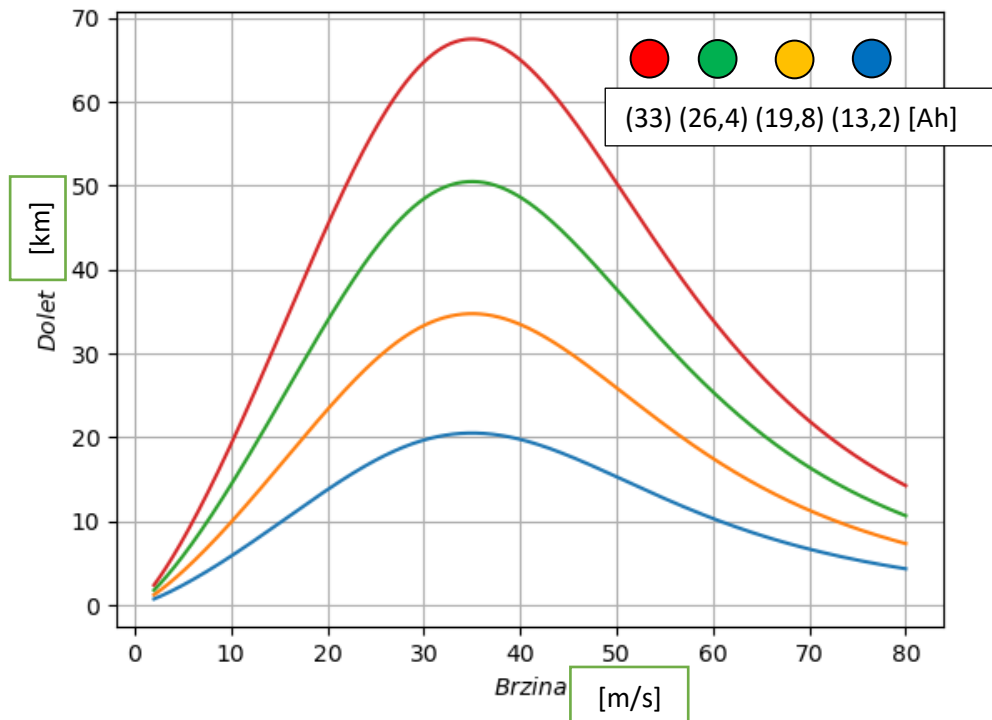
Množenjem izraza za istrajnost (E) i brzine za dolet se dobije izraz za maksimalni dolet:

$$R_{max} = Rt^{1-n} \left(\frac{\eta \cdot U \cdot C}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V \cdot S \cdot C_{do} + \left(\frac{2 \cdot W^2 \cdot k}{\rho \cdot V \cdot S} \right)} \right)^n \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S} \sqrt{\frac{k}{C_{do}}}} \cdot 3.6 \quad (23)$$

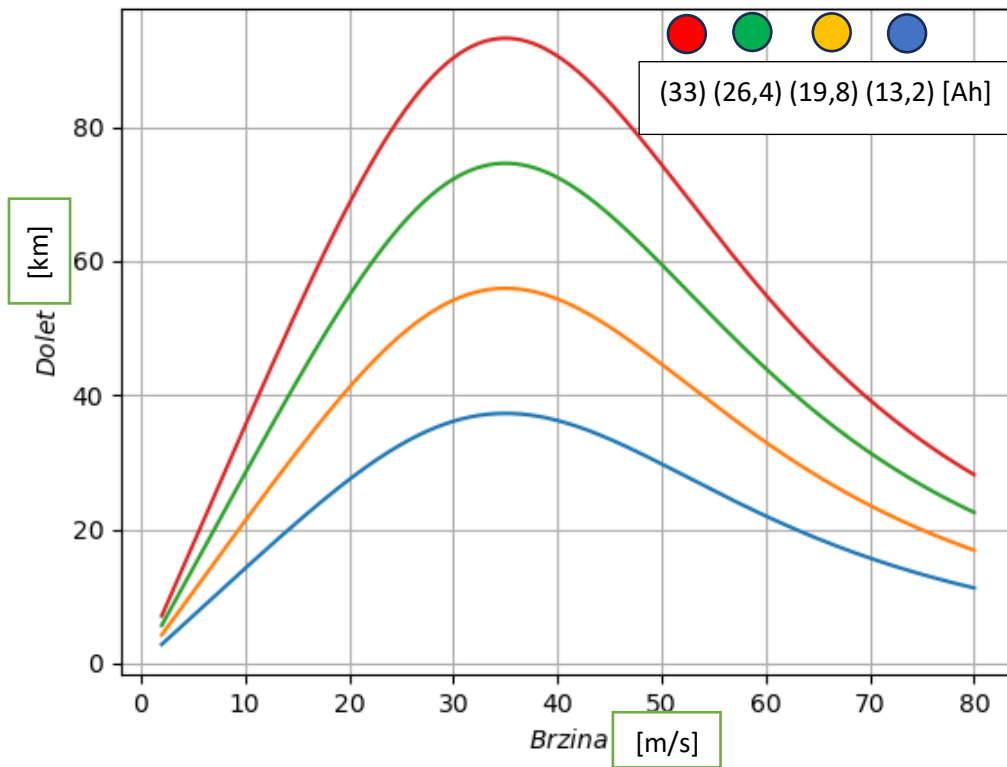
Dolet kao i istrajnost ovisi o istim parametrima, a ti parametri su gustoća i Peukert efekt.

Gustoća se smanjuje porastom visine odnosno porastom visine se povećava potrebna sila za dani zrakoplov.

Grafom 4. je prikazan dolet zrakoplova u ovisnosti o brzini zrakoplova i kapacitetu baterije pri faktoru $n=1.3$ za zrakoplov Velis Electro.



Graf 4. Graf doleta i brzine zrakoplova u ovisnosti o kapacitetu baterije, $n=1.3$



Graf 5. Graf doleta i brzine zrakoplova u ovisnosti o kapacitetu baterije, $n=1$

Maksimalni dolet zrakoplova se postiže uz najveći kapacitet baterije 33 Ah i uvjetima najpovoljnije gustoće pri visini od 457.2 m (1500 ft). Pri proračunu je uzeta visina od 1500 ft jer je to najmanja visina prema pilotskom priručniku. Dolet zrakoplova u takvim uvjetima iznosi 68 km kao što je prikazano grafom 4. Promjenom parametara baterije, uzimanjem slučaja za idealnu bateriju pri kojoj je $n=1$. Dobivamo veće vrijednosti doleta za zadane parametre.

Uz pretpostavku za slučaj idealne baterije iz grafa 5. moguće je iščitati maksimalni dolet Velis Electro zrakoplova koji iznosi 93 km. Izračunat dolet je za slučaj kapaciteta baterije od 33 Ah.

8.5 ANALIZA PRORAČUNA ZA DOLET

Proračun doleta možemo usporediti s zadanim vrijednostima u operativnom priručniku za pilote. Vrijednosti očitane s grafikona 4. su prikazane u tablici 3. za određenu postavku snage motora i kapacitet baterije izračunate su prema formuli za dolet zrakoplova (23). Navedene vrijednosti su proračunate za visinu od 1500 ft (457.2 m).

Tablica 3. Tablica proračunatih vrijednosti i tablica očitanih vrijednosti

C(kapacitet)	35.5 m/s		40.122 m/s		44.24 m/s		47.33 m/s	
33 Ah	67.45	68	64.87	62	59.76	57	54.9	52
26.4 Ah	50.48	53	48.54	49	44.71	45	41.06	42
19.8 Ah	34.72	38	33.40	35	30.76	33	28.25	31
13.2 Ah	20.50	23	19.71	22	18.16	21	19	20

U tablici 3. su prikazane vrijednosti doleta proračunatog za visinu od 1500 ft (457.2 m) za određene postavke snage motora i kapacitet baterije. Očitane vrijednosti iz pilotskog priručnika su prikazane u desnom stupcu tablice 3. , a u lijevom stupcu su vrijednosti izračunate s podacima iz tablice 1. Te možemo vidjeti odstupanja u proračunu doleta zrakoplova od onih zadanih vrijednosti u POH-u. Sve vrijednosti u tablici su označene u kilometrima.

8.6 MINIMALNA POTREBNA SILA

Za uvjet maksimalnog doleta spomenuto je da zrakoplov mora letjeti u uvjetu minimalne potrebne sile. Pri tom uvjetu koeficijent nultog uzgona je jednak koeficijentu induciranog otpora. Uvjet je prikazan formulom (24):

$$C_{do} = C_{di} \quad (24)$$

Za izračun potrebne snage zrakoplova u uvjetu minimalne potrebne sile se koristi formula (25):

$$P_{req} = \frac{1}{\sqrt{S \cdot \rho}} \cdot C_{do}^{\frac{1}{4}} \cdot (2 \cdot W \cdot \sqrt{k})^{\frac{3}{2}} \quad (25)$$

Uvrštavanjem podataka za zrakoplov dobije se krivulja potrebne snage u uvjetu minimalne potrebne sile prikazana na grafu 3.

Proračunom prema formuli (26) za brzinu za maksimalni dolet:

$$V_r = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot A} \cdot \sqrt{\frac{k}{C_{do}}}} \quad (26)$$

Uvrštavanjem podataka u formulu(26) dobije se (27):

$$V_r = \sqrt{\frac{2 \cdot 6000}{1.17212 \cdot 9.51} \cdot \sqrt{\frac{0.038}{0.0285}}} \quad (27)$$

$$V_r = 35.3\text{m/s}$$

Pri brzini za maksimalni dolet može se iščitati iz grafa 3. vrijednost minimalne potrebne snage koja iznosi $P_{Rmin} = 14.0 \text{ kW}$.

9. ZAKLJUČAK

Električni zrakoplovi se kao konvencionalni zrakoplovi u upotrebi danas smatraju budućnošću industrije. Prema svemu sudeći zbog ekološkog aspekta i želje za napretkom elektrifikacije svake grane industrije je neizbježna. Jedan od ključnih utjecaja je i nastojanje smanjenja količine CO₂ plina u atmosferi i zagrijavanje atmosfere. Elektrifikacija zrakoplovne industrije se značajno povećava iz godine u godinu, samim tim i poboljšane su procedure i smanjeni gubitci na minimum. Laki električni zrakoplovi bi kao zrakoplovi za školovanje novih naraštaja pilota uveliko smanjili troškove održavanja i eksploatacijske troškove.

Glavni nedostaci električnog lakog zrakoplova u odnosu na zrakoplove na motore s unutarnjim izgaranjem su skladištenje energije s obzirom na to da se prilikom potrošnje zrakoplova masa baterija ne mijenja, te u pogledu specifične gustoće snage. Prilikom toga je jako teško doći do rješenja, međutim još jedan negativan faktor je gospodarenje s baterijom kojoj je istekao resurs. Jedan od razloga zbog kojeg bi razvitak električnog zrakoplova kao standardnog oblika prijevoza je nedostatak performansi.

U današnjici kakvu poznajemo zrakoplovi su razvijeni na visoku razinu pouzdanosti i zadovoljavajućih performansi. Iako se zrakoplovstvo razvija i u tom pravcu upotrebom raznih bioloških goriva te raznim procedurama u blizini aerodroma, iskorak u pravcu korištenja električne energije je neophodan i bliži se kao i u automobilskoj industriji. Ključan problem je doleta i istrajnosti kod električnih zrakoplova je skladištenje energije. Zbog toga je gorivo bolji izvor energije od akumulatora.

Uspoređujući električni zrakoplov i zrakoplov s mlaznim ili klipnim motorom, električni zrakoplov ima znatno veću iskoristivost. Manja je zahtjevnost za održavanjem istog jer ima znatno manje pokretnih dijelova, samim tim je i jeftiniji za održavanje.

Kako zrakoplovna industrija raste iz dana u dan, cilj velikih kompanija je da smanjeni štetni utjecaj na okoliš ili dovesti ga u ekološko prihvatljivo područje. To se postiže upotrebom raznih hibridnih konfiguracija ili smanjenjem potrošnje kerozina.

Međutim performanse zrakoplova imaju ključnu ulogu kod biranja pogonskog sustava, jer je cilj doći uz minimalne troškove i minimalno vrijeme na određenu destinaciju. I u tom dominiraju zrakoplovi s motorima unutarnjeg tipa izgaranja. Tehnologija akumulatora današnjeg doba još nije toliko razvijena da uspije pohraniti ogromnu količinu za motore snage slične onima mlaznog motora. Stoga su električni zrakoplovi ograničeni na letove kratkih relacija.

Kada sagledamo sve aspekte može se zaključiti da će se u budućnosti vjerojatno koristiti samo električni pogonjeni zrakoplovi, međutim za sada njihova primjena još nije dosegla toliki raskorak. Sudeći prema svemu tehnologija brzo napreduje i pitanje je vremena kada će motor s unutarnjim izgaranjem ići u povijest kao jedna era koja nas je služila dobar niz godina.

BIBLIOGRAFIJA

- [1] L. 1 France. [Mrežno]. Available: [https://en.wikipedia.org/wiki/La_France_\(airship\)](https://en.wikipedia.org/wiki/La_France_(airship)).
- [2] S. Club, 2023. [Mrežno]. Available: https://web.archive.org/web/20090420110802/http://www.alisport.com/eu/eng/silent_b.htm.
- [3] L. Antares, 2023. [Mrežno]. Available: https://web.archive.org/web/20081216004608/http://lange-aviation.com/htm/english/products/antares_20e/antares_20E.html.
- [4] Y. E430, 2023. [Mrežno]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Yuneec_International_E430.
- [5] P. Taurus, 2023. [Mrežno]. Available: <https://www.pipistrel-aircraft.com/products/gliders/taurus-electro/>.
- [6] V. Electro, 2023. [Mrežno]. Available: <https://www.pipistrel-aircraft.com/products/gliders/taurus-electro/>.
- [7] S. direct. [Mrežno]. Available: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2666691X2200032X>.
- [8] »Determining Electric Motor Load and Efficiency,« 2023.
- [9] »Engineering toolbox,« 2023. [Mrežno]. Available: https://www.engineeringtoolbox.com/electrical-motor-efficiency-d_655.html.
- [10] <http://www.electricalaxis.com/2015/03/how-to-determine-efficiency-of-electric.html>.
- [11] M. o. e. motors, 2023. [Mrežno]. Available: <https://www.linkedin.com/pulse/maintenance-electric-motors-wisdom-otto>.
- [12] Batterys, 2023. [Mrežno]. Available: <https://www.science.org.au/curious/technology-future/batteries>.
- [13] L. I. Batterys, 2023. [Mrežno]. Available: <https://www.science.org.au/curious/technology-future/batteries>.
- [14] <https://ul.org/research/electrochemical-safety/getting-started-electrochemical-safety/what-are-lithium-ion>.
- [15] S. aircrafts, »Aircraft batteries,« 2023. [Mrežno]. Available: <https://www.studyaircrafts.com/aircraft-battery>.
- [16] S. direct, »Nickel Cadmium battery,« 2019. [Mrežno]. Available: <https://www.sciencedirect.com/topics/earth-and-planetary-sciences/nickel-cadmium-batter>.
- [17] N. A. Electrics, Aircraft general knowledge, 2010.
- [18] »Gorivi članak,« 2016. [Mrežno]. Available: https://hr.wikipedia.org/wiki/Gorivi_%C4%8Dlanak.

- [19] Diamond, 2023. [Mrežno]. Available: <https://www.diamondaircraft.com/en/about-diamond/newsroom/news/article/diamond-motorglider-to-fly-with-fuel-cell-powerplant/>.
- [20] T. Bucak, Zrakoplovni elektrosustavi, 2013.
- [21] <https://core.ac.uk/download/pdf/198058427.pdf>.
- [22] <http://www.otpornik.com/elektronika/motori/princip-rada-jednosmernog-motora-lorencova-sila.html>.
- [23] Pipistrel, »products,« 2023. [Mrežno]. Available: <https://www.pipistrel-aircraft.com/products/general-aviation/velis-electro/>.
- [24] Pipistrel, »Propeller,« 2023. [Mrežno]. Available: <https://www.pipistrel-aircraft.com/products/other-products/propellers/>.
- [25] <https://www.aeroexpo.online/prod/pipistrel-doo/product-171425-72688.html>.
- [26] Pipistrel, »E-811,« 2023. [Mrežno]. Available: <https://www.pipistrel-aircraft.com/products/other-products/e-811/>.
- [27] <https://transportup.com/headlines-breaking-news/vehicles-manufactures/pipistrel-certifies-its-e-811-engine-available-to-other-oems/>.
- [28] Pipistrel, »Battery Information,« 2023. [Mrežno]. Available: <https://www.pipistrel-aircraft.com/products/other-products/batteries-systems-and-bms/>.
- [29] <https://www.manualslib.com/manual/2129606/Pipistrel-Velis-Electro.html?page=14#manual>.
- [30] L. W. Traub, »Range and Endurance for Battery powered Aircraft,« 2011. [Mrežno]. Available: https://www.researchgate.net/publication/269567470_Range_and_Endurance_Estimates_for_Battery-Powered_Aircraft.

POPIS SLIKA

Slika 1. La France [1]	2
Slika 2. Letjelica Silent club [2]	2
Slika 3. Antares 20E [3]	3
Slika 4. Yuneec E430 [4]	3
Slika 5. Pipistrel Taurus [5]	4
Slika 6. Pipistrel Velis Electro [6]	4
Slika 7. Shema Turbo električna konfiguracija [7]	5
Slika 8. Serijska HEP konfiguracija [7]	6
Slika 9. Paralelna HEP konfiguracija [7]	7
Slika 10. Električna konfiguracija [7]	7
Slika 11. Dijagram iskoristivosti električnog motora [10]	9
Slika 12. Litij-ionska baterija [14]	11
Slika 13. Nikal kadmij baterija [16]	12
Slika 14. Sustav gorivih ćelija [19]	13
Slika 15. Dijelovi elektromotora [21]	14
Slika 16. Princip rada istosmjernog motora [22]	15
Slika 17. Shema jednofaznog AC motora [20]	16
Slika 18. Shema dvofaznog AC motora [20]	16
Slika 19. Shema trofaznog AC motora [20]	17
Slika 20. Propeler P-812-164-F3A [25]	18
Slika 21. Pipistrel motor E-811 [27]	19
Slika 22. Prikaz zrakoplovnog sustava Velis Electro zrakoplova [29]	19

POPIS GRAFOVA

Graf 1. Graf istrajnosti i brzine zrakoplova u ovisnosti o kapacitetu baterije, $n=1.3$	24
Graf 2. Graf istrajnosti i brzine zrakoplova u ovisnosti o kapacitetu baterije, $n=1$	24
Graf 3. Potrebna snaga	27
Graf 4. Graf doleta i brzine zrakoplova u ovisnosti o kapacitetu baterije, $n=1.3$	29
Graf 5. Graf doleta i brzine zrakoplova u ovisnosti o kapacitetu baterije, $n=1$	29

POPIS TABLICA

Tablica 1. Parametri zrakoplova Velis Electro	23
Tablica 2. Proračunate vrijednosti za istrajnost	26
Tablica 3. Tablica proračunatih vrijednosti i tablica očitanih vrijednosti	30

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti
Vukelićeva 4, 10000 Zagreb

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOSTI

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem da je

 Završni rad

(vrsta rada)

isključivo rezultat mojega vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na objavljenu literaturu, a što pokazuju upotrijebljene bilješke i bibliografija. Izjavljujem da nijedan dio rada nije napisan na nedopušten način, odnosno da je prepisan iz necitiranog rada te da nijedan dio rada ne krši bilo čija autorska prava. Izjavljujem, također, da nijedan dio rada nije iskorišten za bilo koji drugi rad u bilo kojoj drugoj visokoškolskoj, znanstvenoj ili obrazovnoj ustanovi.

Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu završnog/diplomskog rada pod naslovom Performanse lakog zrakoplova s električnim pogonom , u Nacionalni repozitorij završnih i diplomskih radova ZIR.

Student/ica:

U Zagrebu, 26.6.2023.

 Nikola Grnić

(ime i prezime, potpis)